

VŠB – Technická univerzita Ostrava

Fakulta strojní

Institut dopravy

Úprava a doplnění konstrukce UAS se záporným šípem

Treatment and Completion of Negative Sweep UAS

Construction

Student: Bc. Erik Solař

Vedoucí práce: doc. Ing. František Martinec, CSc.

Ostrava 2015

Zadání diplomové práce

Student: **Bc. Erik Solař**
Studijní program: N2301 Strojní inženýrství
Studijní obor: 2301T003 Dopravní technika a technologie
Specializace: 40 Letecká doprava
Téma: **Úprava a doplnění konstrukce UAS se záporným šípem**
Treatment and Completion of Negative Sweep UAS Construction

Zásady pro vypracování:

1. Analýza nových konstrukčních materiálů pro UAS
2. Návrh a realizace startovacího zařízení pro UAS
3. Návrh a realizace padákového záchranného systému pro UAS
4. Pozemní a letové zkoušky UAS

Seznam doporučené odborné literatury:

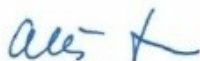
Solař, E.: Návrh a realizace UAV se záporným šípem. Bakalářská práce. Ostrava: VŠB-TU Ostrava. 2013.
Kulčák a kol.: Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů ATPL, část Základy letu, Brno: CERM Brno, 2006, ISBN 80-7204-449-4
http://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle.

Formální náležitosti a rozsah diplomové práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

Vedoucí diplomové práce: **doc. Ing. František Martinec, CSc.**

Datum zadání: 13.12.2014

Datum odevzdání: 18.05.2015



doc. Ing. Aleš Slíva, Ph.D.
vedoucí katedry



doc. Ing. Ivo Hlavatý, Ph.D.
děkan fakulty

Místopřísežné prohlášení studenta

Prohlašuji, že jsem celou bakalářskou práci včetně příloh vypracoval samostatně pod vedením vedoucího diplomové (bakalářské) práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

V Ostravě

.....

podpis studenta

Prohlašuji, že

- jsem byl seznámen s tím, že na moji diplomovou práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb., autorský zákon, zejména § 35 – užití díla v rámci občanských a náboženských obřadů, v rámci školních představení a užití díla školního a § 60 – školní dílo,
- beru na vědomí, že Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava (dále jen „VŠB-TUO“) má právo nevýdělečně ke své vnitřní potřebě diplomovou (bakalářskou) práci užít (§ 35 odst. 3),
- souhlasím s tím, že diplomová práce bude v elektronické podobě uložena v Ústřední knihovně VŠB-TUO k nahlédnutí a jeden výtisk bude uložen u vedoucího diplomové práce; souhlasím s tím, že údaje o kvalifikační práci budou zveřejněny v informačním systému VŠB-TUO;
- bylo sjednáno, že s VŠB-TUO, v případě zájmu z její strany, uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu § 12 odst. 4 autorského zákona,
- bylo sjednáno, že užít své dílo – diplomovou práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití mohu jen se souhlasem VŠB-TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB-TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše),
- beru na vědomí, že odevzdáním své práce souhlasím se zveřejněním své práce podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů, bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V Ostravě :.....

.....

podpis

Jméno a příjmení autora práce:

Bc. Erik Solař

Adresa trvalého pobytu autora práce:

Na Rovině 1449, Vsetín

ANOTACE DIPLOMOVÉ PRÁCE

SOLAŘ, E. *Úprava a doplnění konstrukce UAS se záporným šípem: diplomová práce:* Ostrava : VŠB-Technická univerzita Ostrava, Fakulta strojní, Institut dopravy, 2015, 50 s. Vedoucí práce: Martinec F.

Diplomová práce navazuje na bakalářskou práci Návrh a realizace UAV se záporným šípem. (E.Solař, Ostrava 2013). Diplomová práce se věnuje problematice konstrukčních materiálů, jejich vhodnému výběru z hlediska mechanických vlastností a náročnosti výroby UAV. V následujících kapitolách je řešena problematika startu a výběr vhodné metody startu. Dále je řešena problematika padákového záchranného systému, návrhu a realizace padáku. V závěru práce jsou vyhodnoceny dosažené cíle vhodně doplněné naměřenými daty.

ANNOTATION OF MASTER'S THESIS

SOLAŘ, E. *Treatment and Completion of Negative Sweep UAS Construction: Master's Thesis:* Ostrava : VŠB – Technical University of Ostrava, Faculty of Mechanical Engineering, Institute of Transport, 2015, 50 p. Thesis head: Martinec, F.

This master's thesis continues is the bachelor thesis Design and Implementation UAV negative sweep. (E.Solař, Ostrava 2013). This thesis is devoted to construction materials, appropriate choice in terms of mechanical properties and ambitiousness of production UAV. In the following chapters deal with the problems start and the selection of appropriate methods start. Furthermore, the issues of parachute rescue system design and realization parachute. In finály we evaluated the targets aptly complemented the measured data.

Obsah:

Cíle diplomové práce	9
Úvod.....	10
1 Revize konstrukčních materiálů.....	11
1.1 Původní konstrukční řešení křídla.....	11
1.2 Nové konstrukční řešení křídla – výběr konstrukce a materiálu.....	12
1.2.1 Vlastnosti nového konstrukčního materiálu	13
1.2.2 Konstrukce ze žeber a nosníků	13
1.2.3 Kompozitní konstrukce	13
1.2.4 Jádro z extrudovaného polystyrenu a nosný potah.....	13
1.2.5 Konstrukce z extrudovaného polypropylenu.....	14
1.2.6 Výběr nové konstrukce – konstrukčního materiálu	14
2 Popis nově zvolené konstrukce a konstrukčního materiálu	15
2.1 Popis zvoleného materiálu	15
2.2 Popis zvolené konstrukce z materiálu EPP	15
3 Elektronická stabilizace při startu.....	19
3.1 Mechanika vzniku kmitů.....	19
3.2 Odstranění kmitů.....	21
3.3 Aktivní tlumení kmitů pomocí gyroskopu	21
3.4 Akcelerometr GA-250.....	22
3.5 Letové výsledky	22
4 Startovací zařízení.....	24
4.1 Start hodem z ruky	24
4.2 Start rozjezdem ze země.....	24
4.3 Start pomocí katapultu	24
4.4 Start z rampy	25
4.5 Start z jedoucího automobilu	25

4.6 Výběr vhodné metody startu	25
5 Konstrukce startovací rampy	26
5.1 Praktické zkoušky startovací rampy.....	27
6 Padákový záchranný systém	28
6.1 Výběr typu padáku	28
6.2. Padák typu kulový vrchlík	29
6.3 Cross padák	29
6.4 Rozhodnutí o typu padáků pro použití na UAV.....	30
6.5 Prototyp křížového padáku	30
6.5.1 Letové zkoušku prototypu křížového padáků.....	30
6.5.2 Výpočet koeficientu odporu prototypu padáku	31
6.5.3 Křížový padák pro UAS Poštolka	33
6.5.4 Výroba padáku ze Skytexu.....	33
7 Mechanické zkoušky konstrukce UAS na zemi	37
7.1 Výpočet maximálního zatížení nosné plochy	37
7.2 Metodika a průběh testu nosných ploch.....	38
7.3 Statický test padákového záchranného systému	38
7.3.1 Výpočet brzdné síly při V_{MAX}	39
7.3.2 Metodika a průběh testu	39
8 Vybavení UAV Poštolka	40
8.1 Pohonný agregát.....	40
8.2. Řídící aparát	41
9 Letové testy – shrnutí a naměřené data.....	42
9.1 letové testy modelu Poštolka.....	42
9.2 Letové testy padákového záchranného systému	43
10 Závěr	45
11 Použité zdroje a literatura	46
Seznam příloh	48

Seznam použitých zkratek a symbolů.....	49
Seznam obrázků.....	50
Seznam tabulek a grafů.....	51

Cíle diplomové práce

Práce navazuje na bakalářskou práci *Návrh a realizace UAV se záporným šípem*. [1] Cílem diplomové práce je doplnění UAS o startovací zařízení a záchranný padákový systém. Zároveň dochází k revizi původní konstrukce, konstrukčních materiálů a vybavení. Nedílnou součástí je i statické a dynamické testování celé sestavy.

Revize konstrukčních materiálů

Konstrukční řešení použité u původního prototypu popsaného v bakalářské práci využívalo sendvičovou konstrukci z extrudovaného polystyrenu (jádro), dřevěných výztuh a potahu z papíru. Cílem je nalezení nového konstrukčního materiálu a technologie stavby, jež by ve výsledku přinesla snížení času stavby při stejné nebo zvýšené odolnosti.

Revize konstrukce

Původní konstrukce nepočítala s ovládáním kolem svislé osy pomocí řízeného směrového kormidla. Z důvodu zvýšení obratnosti je cílem doplnění řízení kolem svislé osy s případným doplněním elektronického gyroskopu pro stabilizaci během startu a letových režimů při vysokém úhlu náběhu.

Startovací zařízení

Požadavek na bezpečný start při obsluze pouze jedním operátorem si žádá vyvinutí startovacího zařízení, které bezpečně udělí počáteční rychlost UAV pro spolehlivý start. Toto zařízení musí být skladné, lehké a rychle připravitelné do provozu.

Záchranný padákový systém

Bezpečnost provozu UAV si vyžaduje kromě pasivní ochrany, jako je například zálohování přenosu řízení, i ochranu aktivní, zejména při poruše pohonné jednotky. Nejlépe tomuto problému vyhovuje padákový záchranný systém.

Cílem práce autora je výběr a otestování nových konstrukčních materiálů, vývoj a otestování startovacího a záchranného padákového systému v praxi.

Úvod

Bezpilotní letouny označovány také zkratkou UAV vycházející z anglického označení Unmanned Aerial Vehicle do češtiny přeloženo jako bezpilotní létající prostředky jsou jen jednou částí bezpilotních systémů, označovaných zkratkou UAS, jež vychází z angličtiny a to Unmanned Aerial System. Bezpilotní systémy obsahují kromě samotného bezpilotního letounu i ostatní funkční celky. Mezi hlavní celky patří pozemní část a vzdušná část.

Bezpilotní systémy se v posledních letech dostávají do popředí ve velmi rozličných odvětvích, ať již vojenských, tak v poslední době hlavně civilních sférách. Hlavní příčinou tohoto rozmachu je stále snižující se cena, nezanedbatelný vývoj řídicí a obslužné elektroniky a tím i snižující se nároky na obslužný personál.

Nasazení bezpilotních systémů byla dříve doména zejména armádních organizací, které měly nejen dostatečné finance na pořízení, nebo vývoj, ale také podporu státu. V armádním prostředí se nejčastěji jednalo o průzkumné, bitevní a cvičné systémy. V české republice se vývojem a provozem zabývá Vojenský technický ústav s.p. VTÚ [2] a zejména jeho část zabývající se letectvím a protivzdušnou obranou VTÚLaPVO [3]. Za zmínku stojí starší bezpilotní letoun Sojka a nástupce Sojka II. [3] a menší letouny Optoelektron a Sokol. Posledním vyvinutým UAV je hexakoptera BRUS.

Armádní bezpilotní systémy dosahují hmotností od jednotek kilogramů až po desítky tun, jako je například letoun QF-16. [4]

V civilním sektoru se bezpilotní systémy, takzvané drony, nejčastěji vyskytují u jednotek IZS – a to především u hasičů, policie, celní správy. Ovšem snížení ceny a bezesporu zajímavé možnosti využití lákají k nákupu i jednotlivce, kteří využívají nejčastěji multikoptery pro natáčení nevšedních záběrů při sportu, koncertů, veřejných akcích apod. Zde ovšem naráží již na, v dnešní době, ostře postavenou legislativu, za níž stojí a spravuje ji úřad pro civilní letectví - ÚCL [5]. Aktivita ÚCL vedla k založení několika společností specializujícím se na filmování a monitorování pomocí dronů, jež mají platnou licenci k provozu vydanou ÚCL a dodržují veškeré legislativní podmínky toho provozu.

Kromě pořizování video záznamů lze drony využít i pro mapování méně rozlehlých prostor, k tomuto účelu využívá letoun a kopteru brněnská firma Geodis. [6]

1 Revize konstrukčních materiálů

V bakalářské práci *Návrh a realizace UAV se záporným šípem* [1] byl popsán typ konstrukce z extrudovaného polystyrenu a potahu pomocí papíru. Nosník tvořila stojina ze smrkového dřeva.

1.1 Původní konstrukční řešení křídla

Původní konstrukční řešení mělo výhodu v jednoduchosti a dostupnosti materiálů. Jádrem tvořil extrudovaný polystyren, pevnost zaručovala stojina ze smrkového nosníku a nosný potah. Vše bylo pro vyšší pevnost a vzhledem k poréznímu materiálu lepeno polyuretanovým lepidlem. Povrchová úprava spočívala v nátěru akrylovou barvou.

Takto zvolené konstrukční řešení zaručovalo dostatečnou pevnost konstrukce a odolnost povrchu. Nevýhoda byla křehkost polystyrenového jádra, jenž při tvrdším přistání nebo zachycení o překážku způsobovala zlomení, případně rozdrolení jádra, zejména při porušení nosného potahu. Oprava nosné plochy s tímto defektem je možná, finančně nenáročná a poměrně jednoduchá, ovšem navyšuje se hmotnost a nutnost provádět znova povrchovou úpravu.










Obr. 1 – Prototypy „Poštołka“ s původním řešením křídla

Výroba jedné poloviny křídla zabere přibližně 37,6 hodin. Jednotlivé časy jsou uvedeny v tabulce.

č.operace	Operace	Technologie	Čas [hod]
1.	Vyřezání jádra	CNC horký drát	0,25
2.	Zástavba stojiny + lepení	Ručně	0,25
3.	Vytvrzení	PU lepidlo	3
4.	Začištění lepeného spoje	Ručně	0,1
5.	Příprava + lepení potahu	Ručně	0,5
6.	Vytvrzení	Disperzní lepidlo	24
7.	Začištění potahu	Ručně	0,5
8.	Zavedení pouzdra spojky křídla + lepení	Ručně	0,5
9.	Zalepení spojky křídla	PU lepidlo	0,1
10.	Zalepení kořenového žebra	Ručně	0,1
11.	Vytvrzení	PU lepidlo	3
12.	Začištění kořenového žebra	Ručně	0,1
13.	Povrchová úprava	Ručně	0,2
14.	Schnutí	Akrylová barva	5
Celkem 14 operací		37,6 hodiny	

Tab. 1 – Časy jednotlivých operací původní konstrukce

Původní použité konstrukční řešení v sobě shrnuje několik podstatných vlastností – výhod a nevýhod, jež jsou zde sepsány do tabulky:

Výhody 	Nevýhody 
 Levná konstrukce	 Křehká konstrukce při nárazu
 Nenáročná na stavbu	 Nárůst váhy při opravě
 Hladký povrch	

Tab. 2 – Klady a zápory původní konstrukce

1.2 Nové konstrukční řešení křídla – výběr konstrukce a materiálu

Původní konstrukční řešení přinášelo dobré výsledky, předností této konstrukce byla poměrně jednoduchá, ač déle trvající stavba. Hlavní předností byly nízké náklady.

1.2.1 Vlastnosti nového konstrukčního materiálu

Mezi požadavky na nový konstrukční materiál dominují především lepší mechanické vlastnosti, zachování přijatelné váhy, nízké náklady a samozřejmě doba výroby. Jako možné varianty konstrukce byly zvoleny následující 4 možnosti:

- konstrukce ze žeber nosníků
- kompozitní konstrukce
- polystyrenové jádro a potah
- jádro z polypropylenu

1.2.2 Konstrukce ze žeber a nosníků

„Klasická“ konstrukce z žeber a nosníků, nejčastěji z dřeva, byla zamítnuta již v bakalářské práci *Návrh a realizace UAV se záporným šípem* [1] a to z důvodu složitosti konstrukce, časové náročnosti a špatné mechanické odolnosti.

1.2.3 Kompozitní konstrukce

Kompozitní konstrukcí se dá vytvořit velmi lehká a pevná skořepina, ovšem potřeba negativních, velmi drahých forem, tuto metodu odsouvá do kategorie nepoužitelných variant. Pro výrobu kvalitní skořepiny je potřeba použít správnou matici (skelné, aramidové, kevlarové, nebo uhlíkové vlákno) a vhodnou laminovací pryskyřici buďto polyesterovou, nebo epoxidovou (například Lamit, Letoxit, ...) [7] Vlastní laminování také není otázkou minut, i zkušeným technikům trvá správné uložení matic a prosycení desítky minut až jednotky hodin.

1.2.4 Jádro z extrudovaného polystyrenu a nosný potah

Konstrukce je detailně popsána v předchozí bakalářské práci *Návrh a realizace UAV se záporným šípem* [1] a v předchozí kapitole 1.1 *Původní konstrukční řešení křídla*. Základ tvoří jádro z extrudovaného polystyrenu – EPS, které zároveň tvoří tvarovou předlohu, výztuha křídla je provedena smrkovým nosníkem. Nezanedbatelným prvkem konstrukce je nosný potah. Jednoduchost konstrukce a finanční nenáročnost vyvažuje negativně časová náročnost a určitá křehkost konstrukce.

1.2.5 Konstrukce z extrudovaného polypropylenu

Poslední popisovanou variantou konstrukce nosné plochy je vyřezání křídla z extrudovaného polypropylenu. Výhodou tohoto materiálu je vysoká mechanická odolnost, jistý paměťový efekt materiálu a zejména možnost vynechání nosného potahu.

1.2.6 Výběr nové konstrukce – konstrukčního materiálu

Z typů konstrukcí popsaných v předchozích kapitolách 1.2.2 až 1.2.5 byla vybrána konstrukce z extrudovaného polypropylenu. Výhodou materiálu je mechanická odolnost, pružnost a zejména netečnost vůči organickým i anorganickým rozpouštědlům, což otevírá cestu k použití kyanoakrylátových lepidel a barev na syntetickém, nebo organickém základu.

2 Popis nově zvolené konstrukce a konstrukčního materiálu

Podle teoretických úvah je zvolený materiál a to extrudovaný polypropylen nejvhodnější materiálem pro svou odolnost, rychlost stavby a dostupnost materiálu.

2.1 Popis zvoleného materiálu

Extrudovaný polypropylen, označován též zkratkou EPP, nebo kopolymer, je termoplastický polymer ze skupiny polyolefinů. Pro modelářské účely se vyrábí v několika hustotách a to od 15 g/dm^3 do 30 g/dm^3 . Materiál EPP je vzhledově velmi podobný extrudovanému polystyrenu, avšak mechanické vlastnosti má rozdílné. Největší výhodou extrudovaného polypropylenu je pružnost a větší soudržnost materiálu, projevující se lepší mechanickou odolností a jistou tvarovou stálostí, jež se projeví tak, že při deformaci se materiál sám, za poměrně krátký čas navrátí to přibližného původního tvaru. Jelikož se jedná o termoplast, je možné jej opracovávat pomocí tepla a to technologií řezání horkým drátem.



Obr. 2 – Materiál EPP

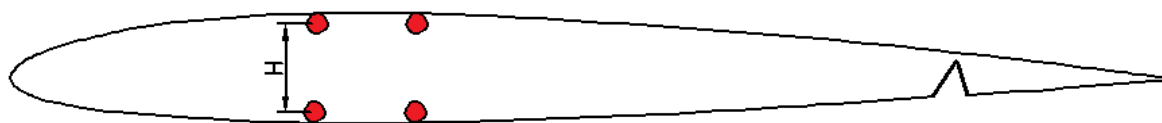


Obr. 3 – křídlo vyřezané z EPP

2.2 Popis zvolené konstrukce z materiálu EPP

Nově zvolená konstrukce v sobě slučuje požadavky na pevnou, avšak lehkou konstrukci, odolnou proti mechanickým vlivům, nejčastěji při přistání, při zachování nízkých pořizovacích nákladů. Nejvyšším přínosem nově zvolené konstrukce je snížení potřebného času pro výrobu. Díky pružnosti materiálu je vytvořen závěs elevonů přímo z materiálu a to pouze pomocí zeslabení v místě požadovaného ohybu. (obr. 4)

V nově zvolené konstrukce se již nejedná o konstrukci s jádrem a nosným potahem, ale samotné jádro je již částečně nosné. Hlavním nosným prvkem je čtveřice uhlíkových tyčí, jež v daném uspořádání zaručují pevnost v ohybu i krutu.



Obr. 4 – uspořádání nosníků a závěs elevonů - řez křídlem

Nosníková konstrukce, u níž zatížení ve směru kolmém na rovinu křídla, tedy ohybový moment i posouvající sílu přenáší jeden nebo více nosníků. Potah takového křídla má pouze funkci přenášení aerodynamické síly na kostru křídla. [8] V případě konstrukce z EPP, jež tvoří jádro křídla, je přenos aerodynamické síly na nosníky realizován přímo materiálem křídla.

Využití uhlíkových tyčí jako nosníku křídla je lehké řešení založené na principu přenosu napětí v nosnících při vzniklém ohybovém momentu křídla. Při zatížení křídla vzniká ohybový moment, jenž vyvolává namáhání nosníků na tah/tlak. Umístění nosníků nad sebou zachycuje toto namáhání. Posouvající sílu zachycuje jádro křídla. Pro efektivní přenos sil je vhodné umístit nosníky v nejvyšší stavební výšce křídla „ H “ (viz obr. 4), kde jsou síly na nosníky nejmenší.

Uhlíkové kulatiny o průměru 2 mm jsou uloženy těsně pod povrch křídla do tenkých zářezů o hloubce přibližně 4 mm. Takto uložené nosné prvky jsou zality řídkým kyanoakrylátovým lepidlem, jenž díky své nízké viskozitě vzlíná do materiálu a pevně zafixuje výztuž na svém místě. Tato metoda se již v předešlé praxi ukázala jako vhodná a 100% spolehlivá.

Poloviny křídla jsou spojeny pomocí laminátové trubky o průměru 12/10. Laminátová dutá kulatina je uložena v papírových pouzdrech dělaných na míru přímo na dané spojce křídla. Výsledkem je velmi přesné pouzdro s minimální vůlí.

Kořenová část křídla je zesílena překližkovým žebrem, jenž rozvádí síly v kořenu křídla do větší plochy a zároveň slouží jako lícovací plocha na trup.

Povrchová úprava má zde pouze pohledový charakter a je provedena acetonovými barvami stříkanými technologií airbrush přes šablony.








Výroba jedné poloviny křídla zabere přibližně 5,9 hodiny. Jednotlivé časy jsou uvedeny v tabulce.

č.operace	Operace	Technologie	Čas [hod]
1.	Vyřezání jádra	CNC horký drát	0,40
2.	Zástavba výztuže (4 ks) + lepení	Ručně	0,2
3.	Vytvrzení	CA lepidlo	0,0
4.	Zavedení pouzdra spojky křídla + lepení	Ručně	0,5
5.	Zalepení spojky křídla	Ručně	0,1
6.	Vytvrzení	PU lepidlo	3
7.	Zalepení kořenového žebra	Ručně	0,1
8.	Vytvrzení	CA lepidlo	0,0
9.	Začištění kořenového žebra	Ručně	0,1
10.	Povrchová úprava	Ručně	1
11.	Schnutí	Acetonová barva	0,2
Celkem 11 operací		5,9 hodiny	

Tab. 3 - Časy jednotlivých operací nové konstrukce

Při porovnání celkových časů potřebných k výrobě jedné poloviny křídla, viz Tab.1 a Tab.2 je úspora nové konstrukce téměř 32 hodin, což znamená že nová konstrukce křídla si vyžaduje na stavbu pouze 16% stavebního času původní konstrukce.

Nové konstrukční řešení v sobě shrnuje několik podstatných vlastností – výhod a nevýhod, jež jsou zde sepsány do tabulky:

Výhody 	Nevýhody 
 Nenáročné opravy	 Porézní povrch
 Nenáročná na stavbu	 Mírně vyšší cena
 Odolnost konstrukce	

Tab. 4 – Klady a zápory nové konstrukce

Závěrem lze říci, že nové konstrukční řešení sebou přináší mnohé výhodné vlastnosti. Jedinou nevýhodou je porézní povrch konstrukce, jenž zvyšuje odpor při obtékání křídla při vyšších rychlostech a tím je let energeticky náročnější, ovšem tato negativní vlastnost je vyvážena vznikem turbulentního proudění při nízkých rychlostech, vyšší obratnosti a posunutí kritického úhlu náběhu do vyšších hodnot bez nebezpečí utržení proudnic.

Rovněž také hmotnost nového křídla 260 g, je o 100 g nižší než u původní konstrukce, jenž hmotnost křídla dosahovala 360 g.



Obr.5 – Poštołka – nová verze



Obr. 6 – detail náhonu směrového kormidla

3 Elektronická stabilizace při startu

Zvolená koncepce bezocasého letadla se záporným šípem má jeden provozní problém, který lze konstrukci draku pouze zmírnit, ale ne odstranit. Jsou to kmity kolem svislé osy, při velmi malých rychlostech a tudíž vysokých úhlech náběhu. Tyto kmity se v provozu prokázaly pouze při startu a to technikou hodem z ruky, kdy je letadlu udělena jen minimální rychlost. Tyto kmity nikdy prokazatelně nevedly ke krizovým situacím, přesto je vhodné jim předcházet. Jako vhodné řešení bylo navrženo doplnění svislé plochy o řízení směrové kormidlo.

3.1 Mechanika vzniku kmitů

Mechanika těchto kmitů je dána záporným šípem a nesouměrným ofukováním nosné plochy. Jedná se o netlumené kmity.

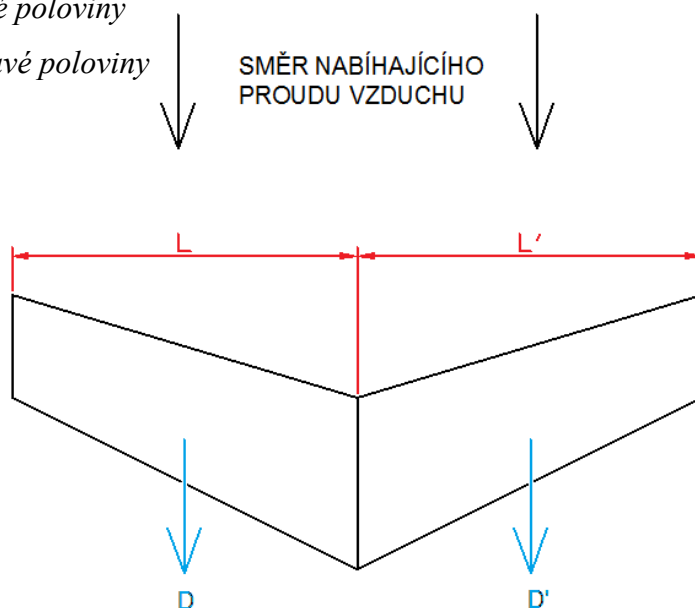
Při souměrném obtékání, kdy je osa letadla rovnoběžná s osou nabíhajícího proudu vzduchu, je odpor levé poloviny D a pravé poloviny D' je stejný, délka náběžné hrany levé poloviny L a pravé poloviny L' je v čelním pohledu stejná. Moment vzhledem k svislé ose, vznikající od odporu na levé a pravé polovině, je nulový. Schematicky je naznačeno na obrázku 6.

L – projekční délka levé hrany

L' – projekční délka pravé hrany

D – aerodynamický odpor levé poloviny

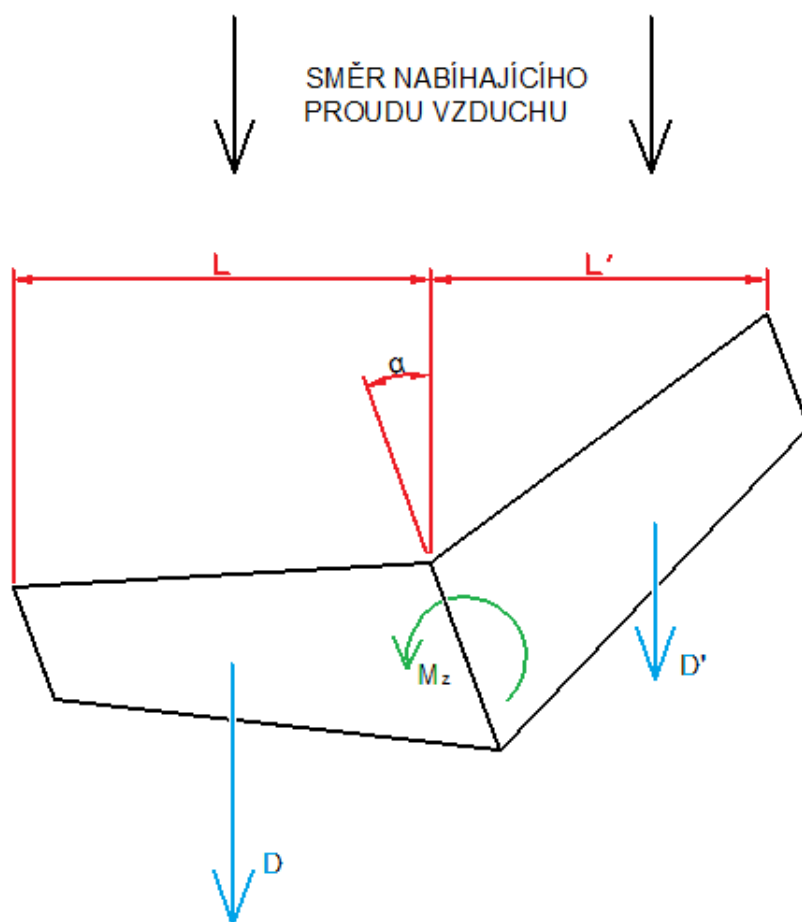
D' – aerodynamický odpor pravé poloviny



Obr. 7 – Souměrné obtékání křídla

Při nesouměrném obtékání, vzniklém například při startu bokem k větru nebo nevhodným pilotním zásahem, kdy není nabíhající proud vzduchu rovnoběžný s podélnou osou letadla, vzniká moment okolo svislé osy. Na obrázku 6 je znázorněn případ odchýlení podélné osy letadla od osy nabíhajícího vzduchu o úhel α vlevo. Odchylka o úhel α má za následek zvýšení odporu na levé polovině křídla z důvodu nestejně délky náběžné hrany L a L' promítnuté do čelní roviny. Platí tedy $L > L'$ tím dochází ke zvýšení odporu na levé polovině D a snížení na pravé polovině D' , platí tedy $D > D'$, což má za následek vznik momentu kolem svislé osy M_z .

- L – projekční délka levé hrany
- L' – projekční délka pravé hrany
- D – aerodynamický odpor levé poloviny
- D' – aerodynamický odpor pravé poloviny
- M_z – vzniklý moment
- α – vybočení oproti směru letu



Obr. 8 – Nesouměrné obtékání křídla

3.2 Odstranění kmitů

Kmity kolem svislé osy vzniklé nesouměrným obtékáním křídla lze zmírnit svislou plochou – směrovkou – s dostatečnou plochou. Prototyp letounu Poštołka, jenž byl popsán v bakalářské práci *Návrh a realizace UAV se záporným šípem* [1] neměl řízení kolem svislé osy, při startu docházelo ke kmitům jenž nebyly aktivně tlumeny, kmity samostatně ustaly až při dosažení vyšší rychlosti. U nové konstrukce bylo doplněno řízení kolem svislé osy, pomocí něhož je možné kmity aktivně tlumit. Frekvence kmitů a čas potřebný pro reakci člověka neumožňuje pilotovi ručním řízením tyto kmity aktivně tlumit.

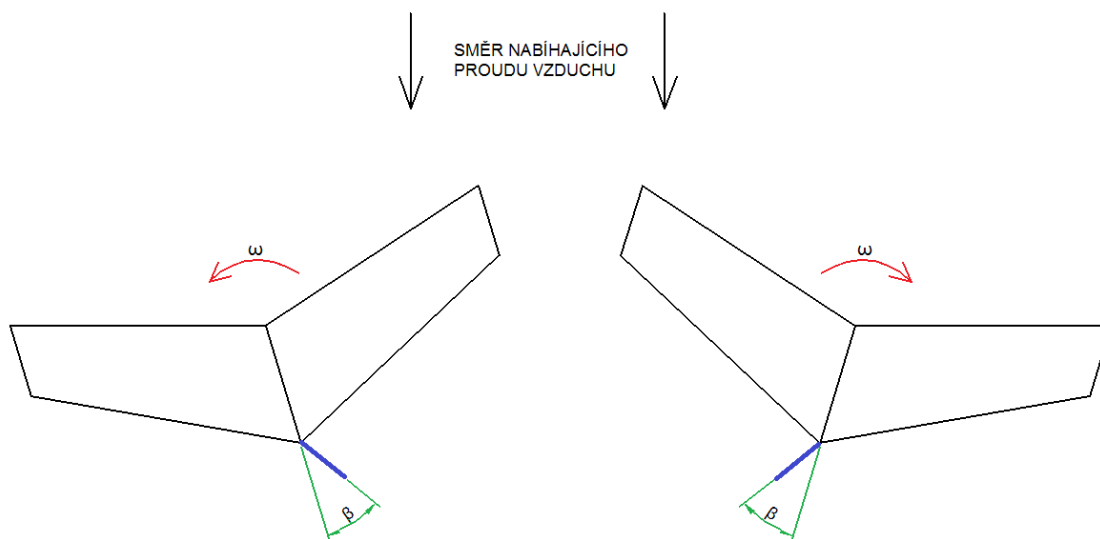
Pro tlumení kmitů bylo navrženo využití gyroskopu s MEMS senzorem.

3.3 Aktivní tlumení kmitů pomocí gyroskopu

Gyroskop, zkrácení gyro, je elektronický prvek měřící úhlové zrychlení v dané ose. Měření je založeno na MEMS technologii, jenž využívá coriolisovy síly.

Gyroskop je uložen na letounu tak, aby snímal úhlové zrychlení ve směru svislé osy, na naměřené zrychlení reaguje tento elektronický prvek výchylkou směrového kormidla v opačném směru. Vhodným nastavením vnitřního PID regulátoru dosáhneme aktivního tlumení kmitů.

Na obrázku č.8 lze vidět smysl výchylky směrového kormidla, jenž je znázorněno modře o úhel β při vzniku úhlového zrychlení ω .



Obr. 9 – Smysl výchylek směrového kormidla

3.4 Akcelerometr GA-250

Pro letové zkoušky byl vybrán gyroskop GA-250 od firmy Assan, zejména pro malé rozměry, nízkou hmotnost a dobré reference.



Obr. 10 – Gyroskop GA-250 [10]

Technické data gyroskopu GA-250 jsou zpracovány do tabulky.

Výrobce	Assan
Senzor	MEMS
Maximální měřitelná úhlová rychlost	3600° /s (10 ot/s)
Pracovní napětí	3,0 ÷ 9,0 V
Pracovní proud	20 mA při 5V
Pracovní teplota	-5 ÷ +60 °C
Rozměry	21×21×10 mm
Hmotnost	8 g

Tab. 5– technické data gyroskopu GA-250 [10]

3.5 Letové výsledky

Do nového prototypu bezpilotního letounu se záporným šípem *Poštołka* bylo instalováno gyro GA-250 za cílem praktického ověření aktivního tlumení kmitů.

Letové zkoušky s nastaveným gyroskopem na 0% zisk ukázaly, že kmity při nízkých rychlostech, zejména startu, vznikají a tím mohlo být postoupeno k druhé části letových zkoušek a to při nastaveném zisku gyra na 50 %.

Testovací lety a zejména starty se ziskem gyroskopu nastaveným na 50 % významně tlumil kmity. Následně byl postupně zvětšován zisk gyroskopu až na hranici kmitání vzniklém přebuzením gyroskopu. Použitelný maximální zisk je 65 %.

Při zkusmém nastavení zisku gyroskopu na maximální hodnotu docházelo k sílícím netlumeným kmitům, jež by bez včasného zásahu a snížení zisku vedlo zcela jistě k havárii.

4 Startovací zařízení

Nedílnou a zároveň jednou z nejsložitějších částí letu je bezpochyby start. Pro bezpečný start je potřeba letounu udělit počáteční rychlost, kdy již dochází k dostatečnému ofukování řídicích ploch a nosné plochy již vytváří dostatečný vztlak. Pro bezpečný start modelu při obsluze jedním operátorem je nezbytná 100% spolehlivost.

Vhodné počáteční podmínky pro start můžeme zajistit různými metodami.

- start hodem z ruky
- start rozjezdem ze země
- start pomocí katapultu
- start z rampy
- start z jedoucího auta

4.1 Start hodem z ruky

Start, při němž udělíme počáteční rychlost letounu hodem, je nejjednodušší variantou. Ovšem tato metoda má jisté negativní vlastnosti a to, že hodně závisí na fyzické zdatnosti vrhače a povaze letounu, zejména závisí na plošném zatížení a poměru tahu pohonné jednotky k hmotnosti letounu.

Bezpečně se dají házet modely letadel do hmotnosti 3÷4 kg s plošným zatížením do 50 g/dm². Při startu bez pomocníka, kdy si operátor sám hází model, dosti často dochází k pilotní chybě vlivem soustředění na vyvinutí dostatečné energie pro hod a pozdní reakci na nenadálou situaci, v níž se může model vyskytnout.

4.2 Start rozjezdem ze země

Start ze země je poměrně bezpečný, pokud máme k dispozici vhodnou startovací dráhu. Pod pojmem vhodná se rozumí s dostatečnou délkou a kvalitou povrchu. Pro start modelu je potřebná délka přibližně 40 m.

4.3 Start pomocí katapultu

Startovací zařízení typu katapult, sestává z gumového lana a pevného silonového vlasce, nebo tenké šňůry. V napnutém stavu má sestava tvar Y. Rozměry plochy pro start katapultem jsou přibližně 10×10 m. Model musí být vybaven startovacím háčkem.

4.4 Start z rampy

Princip udělení počáteční rychlosti je stejný jako u katapultu – potřebná energie je naakumulována do gumového lana. Startovací rampa je oproti katapultu mnohem méně prostorově náročná, potřebná délka je přibližně 200 cm. Menší rozměry umožňuje fakt, že letoun je vypouštěn pod určitým úhlem stoupání.

4.5 Start z jedoucího automobilu

Při této technice startu je počáteční rychlost modelu vyvinuta dopřednou rychlostí vozidla opatřeného vypouštěcím zařízením umístěným například na střešním nosiči. Pro tento druh startu potřebuje opět dvě osoby – operátora UAS a řidiče. Taktéž je potřeba vhodného úseku vozovky, bez překážek v jejím okolí.

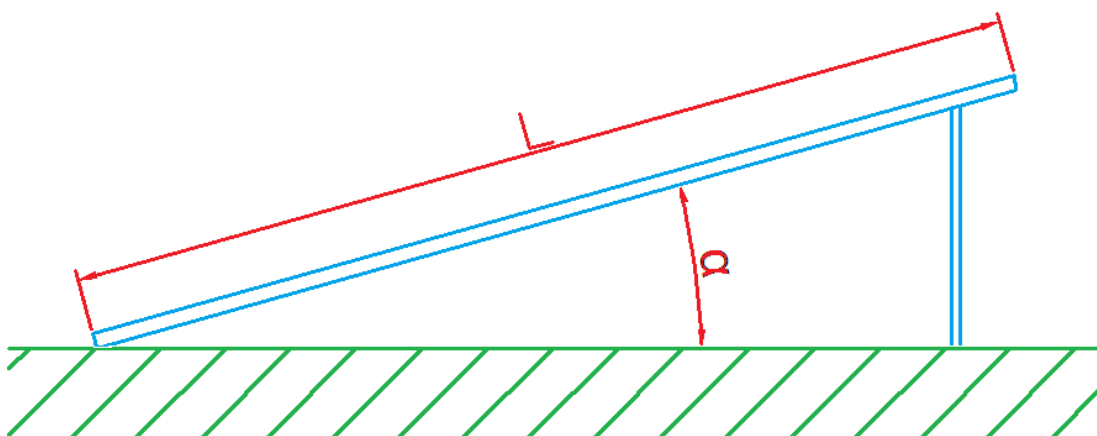
4.6 Výběr vhodné metody startu

Vzhledem k rozdílným podmínkám při provozu UAS je nejvhodnější mít možnost použití všech variant. To sebou přináší nutnost mít několik startovacích zařízení, což je finančně i prostorově náročné. Jako nejvhodnější varianta pro starty byla vybrána možnost startu z rampy. Zde je výhodou především možnost startu na velmi malém prostoru a možnost startu a obsluhy UAS v jedné osobě.

5 Konstrukce startovací rampy

Startovací rampa byla vyrobena z hliníkového profilu kruhového průřezu o průměru 20 mm. Délka startovací rampy byla zvolena 1500mm se sklonem 15°. Jednotlivé díly rampy - vodící ližiny a podstavec, jsou k sobě nýtovány, přes ocelové úhelníky, pomocí trhacích hliníkových trhacích nýtů o průměru 3mm. Proti pohybu při startu modelu, je rampa vybavena zapichovacími hroty.

L – délka rampy
 α – sklon rampy



Obr.11 – Proporce startovací rampy



Obr.12– startovací rampa

Počáteční rychlost modelu je dodána pomocí silikonového lana o průměru 6 mm se 4-mi prameny. V připraveném, nebo-li napnutém stavu, je změřená tažná síla 80 N.

5.1 Praktické zkoušky startovací rampy

Praktické testy byly provedeny na modelu letounu Poštolka, popisovaném v kapitole 1. MTOM letounu byla na horní hranici a to 4 500 g. Celkem bylo provedeno 27 zkušebních startů s různými modely, z tohoto počtu bylo 27 startů úspěšných. Startovací rampa se v provozu osvědčila i na jiných typech modelů k plné spokojenosti. Díky startovací rampě je možno provádět bezpečně starty i rychlejších modelů s vyšším plošným zatížením.

6 Padákový záchranný systém

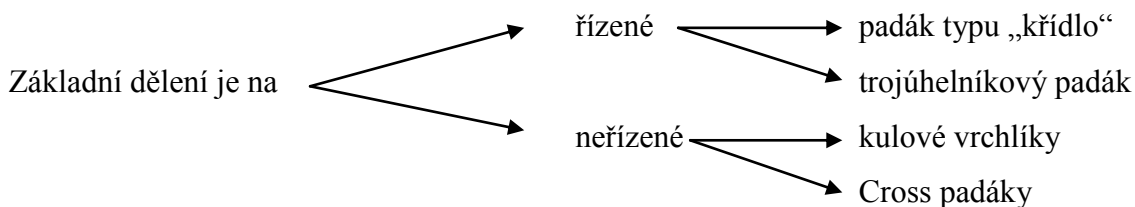
Padákový záchranný systém, dále v textu označován zkratkou PZS, má při provozu UAV dvojího využití.

PZS se může aktivovat v případě nouze, jako je například ztráta řízení, dezorientace operátora UAV, nebo mechanické, či elektronické závadě letounu. Vypuštění padáku je podmíněno vhodným nastavením „safe“ režimu řídicí aparatury, nebo řídicí jednotky v UAV. Důvodem k vypuštění PZS může být například ztráta řídicí signálu, rychlost klesání nad stanovenou mez (v tomto případě je nutné mít v modelu umístěno barometrické čidlo) nebo výpadek palubního napájení.

PZS lze ovšem využít i v ručním režimu, jako jedna z variant bezpečného přistání zejména na velmi malém prostoru, nebo při obsluze nezkušeného operátora. V takovém případě je PZS nuceně odhozen na povel operátora a následuje sestup na padáku nad cílovou plochou.

6.1 Výběr typu padáku

V praxi se lze setkat s mnoha typy padáků, lišící se tvarem, ale také možnostmi řídit rychlost a směr sestupného letu.

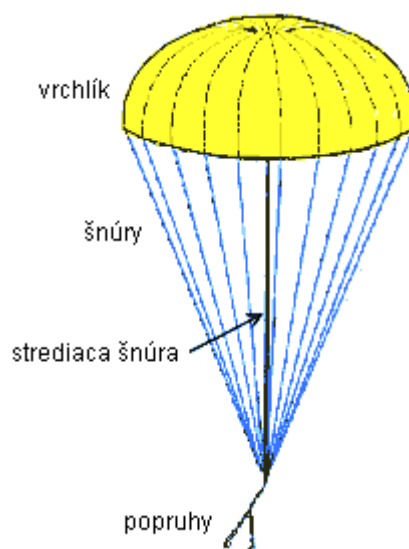


V principu použití našeho padáku, zejména jako záchranného při selhání řízení je zbytečné uvažovat o říditelném padáku, jelikož pokud by nebyl systém řízení izolován od hlavní řídicí jednotky, s největší pravděpodobností by v krizové situaci, zejména výpadku napájení, řízení nefungovalo. Samotná ovladatelnost padáku těchto rozměrů v různých povětrnostních podmínkách je diskutabilní.

Z výše uvedených důvodů a poté zejména jednoduchosti provozu a zachování minimální rychlosti PZS byly zamítnuty říditelné padáky. Z neřízených padáků je možno se rozhodnout mezi všeobecně známým padákem typu kulového vrchlíku a křížového padáku, pracovně nazvaného Cross.

6.2. Padák typu kulový vrchlík

Padák tvaru kulového vrchlíku, je všeobecně dobře známá koncepce, používající se téměř celou éru letectví. Výhodou je vysoký součinitel odporu, stabilní let a ověřená koncepce. Nevýhodou je složitá výroba vrchlíku, která se skládá ze sešití několika dílů přibližně trojúhelníkové tvaru. Pro tvar co nejvíce se blíží kulovému vrchlíku, je potřeba je minimálně 8-mi dílů. Maximální součinitel odporu C_D dosahuje hodnoty přibližně 1.4 [-]

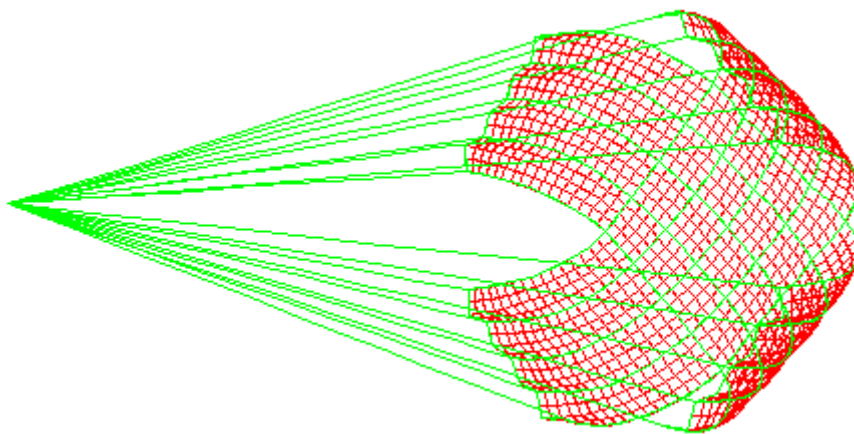


Obr. 13 – Padák typu kulový vrchlík [11]

6.3 Cross padák

Křížový padák, nebo-li znám také pod označením Cross, není letectvím příliš probádán. Detailněji je popsán včetně určitých naměřených dat na stránkách Americké vesmírné agentury NASA [12]. Křížové padáky jsou více než v letectví známé v automobilovém průmyslu jako brzdicí padáky při rychlostních závodech a rekordech, zejména tzv. dragsterů.

Výhodou křížového padáku je jeho jednoduchost, jedná se o dva pruhy vhodné látky sešité do ve středu do kříže. Vyvázení je provedeno obvykle 8-mi šňůrami. Nevýhodou je nižší koeficient odporu, pohybující se okolo hodnoty $C_D = 0.9$ [-].



Obr. 14– schéma cross padáku [13]

6.4 Rozhodnutí o typu padáků pro použití na UAV

Zejména z důvodu jednoduchosti výroby v domácích podmínkách a nulové zkušenosti při šití z padákoviny byla zvolena koncepce křížového padáku, hlavně pro jeho jednoduchost a nenáročnost výroby.

6.5 Prototyp křížového padáku

Prototyp křížového padáku byl vyroben ze saténu o plošné hmotnosti cca 200 g/m². Prototyp byl sešit ze dvou obdélníků o rozměrech 500×1500 mm. Zvolený rozměr dílců dává v sešitém stavu plochu v rozloženém stavu 1,25 m². Projekční plocha padáku je přibližně 0,6 m².

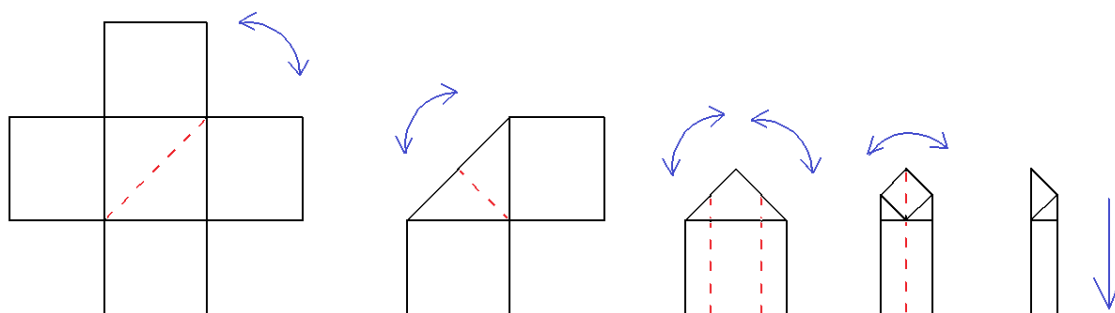
6.5.1 Letové zkoušky prototypu křížového padáků

Prototyp padáku byl podroben celkem 32 ostrým testovacím letům během rozdílného počasí. Z celkového počtu 32 aktivací PZS bylo 32 testů úspěšných. Maximální testovací výška byla 162 m, minimální testovací výška 8 m. Počasí během testovacích letů bylo větrné, s nárazy větru o síle 8 m.s⁻¹. Padák prokazoval výborné letové parametry, nafukování probíhá plynule, během letu se břemeno pod padákem nepříjemně nehoupá a ani při silných poryvech nedocházelo ke zborcení, nebo vyfouknutí padáku.

Rychlost sestupu se pohybovala okolo hodnoty $3,3 \text{ m.s}^{-1}$ a tato hodnota je vnímána autorem jako dolní hranice rychlosti. Ve dvou testovacích případech došlo k nalétnutí aktivovaného PZS do stoupavého proudu, v tento okamžik dokonce sestava začínala nabírat výšku a hrozilo ulétnutí. Pro další vývoj PZS byla navrhována rychlost sestupu minimálně $4,5 \text{ m.s}^{-1}$.



Obr.15– testovací sestava prototypu padáku



Obr.16– technika skládání padáku, v poslední pozici se padák od špičky zaroluje.

6.5.2 Výpočet koeficientu odporu prototypu padáku

Prototyp padáku byl v praxi zkoušen na cvičném modelu letadla o hmotnosti 950 g. Rychlost sestupu byla vypočítána pomocí známé výšky a doby letu na padáku. Testovací výška 102 m, doba sestupu na padáku 31 vteřin.

h výška
 tdoba sestupu
 v_s rychlost sestupu

$$v_s = \frac{h}{t} \qquad v_s = \frac{102}{31} \qquad \underline{\underline{v_s = 3,29 \left[m \cdot s^{-1} \right]}}$$

Ze známé rychlosti sestupu, hmotnosti letounu a plochy padáku byl vypočítán koeficient aerodynamického odporu pro prototypový padák.

Ze vztahu pro aerodynamický odpor byl vyjádřen vztah pro výpočet koeficientu aerodynamického odporu.

D odpor (v našem případě tíha letounu)	[N]
ρ hustota vzduchu	[kg.m ⁻³]
v_s rychlost sestupu	[m.s ⁻¹]
C_Dkoeficient aerodynamického odporu	[-]
S projekční plocha padáku	[m ²]

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_s^2 \cdot C_D \cdot S \qquad \Rightarrow \qquad C_D = \frac{D}{2 \cdot \rho \cdot v_s^2 \cdot S}$$

Dosazením známých hodnot byl vypočítán koeficient aerodynamického odporu pro křížový padák.

$$C_D = \frac{D}{2 \cdot \rho \cdot v_s^2 \cdot S}$$

$$C_D = \frac{0,9 \cdot 9,81}{2 \cdot 1,29 \cdot 3,29^2 \cdot 0,6}$$

$$\underline{\underline{C_D = 0,55 \left[- \right]}}$$

Koeficient odporu u testovacího padáku byl vypočten o hodnotě 0,55 [-]. Tato hodnota odporu byla brána jako vztažná hodnota pro výpočet padáku určeného pro UAS Poštolka.

6.5.3 Křížový padák pro UAS Poštolka

Padák určen pro UAS Poštolka byl vyroben z padákoviny Skytex, o udávané plošné hmotnosti 40 g.m^2 , skutečná hmotnost tkaniny se zátěrem je 46 g.m^2 .

Dle naměřených a vypočítaných parametrů byla stanovena potřebná projekční plocha padáku dle vztahu:

D odpor (v našem případě tíha letounu)	[N]
ρ hustota vzduchu	$[\text{kg.m}^{-3}]$
v_s rychlost sestupu	$[\text{m.s}^{-1}]$
C_Dkoeficient aerodynamického odporu	[-]
S projekční plocha padáku	$[\text{m}^2]$

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_s^2 \cdot C_D \cdot S \quad \Rightarrow \quad S = \frac{D}{2 \cdot \rho \cdot v_s^2 \cdot C_D}$$

Dosazením známých hodnot byl vypočítán koeficient aerodynamického odporu pro křížový padák.

$$S = \frac{D}{2 \cdot \rho \cdot v_s^2 \cdot C_D}$$

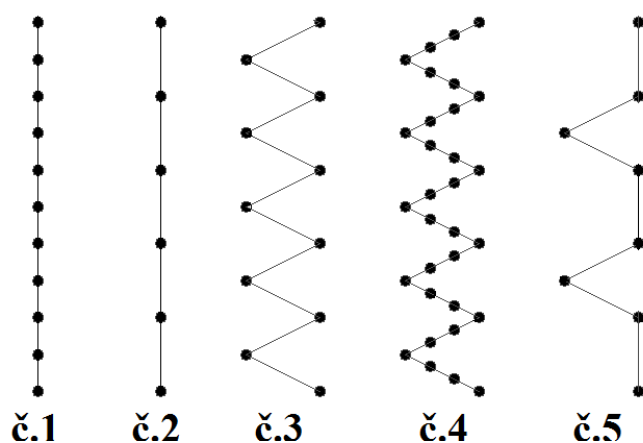
$$S = \frac{4 \cdot 9,81}{2 \cdot 1,29 \cdot 4,5^2 \cdot 0,55}$$

$$\underline{\underline{S = 1,37 \text{ [m}^2\text{]}}}$$

Vypočítaná projekční plocha odpovídá padáku o rozložené ploše $2,3 \text{ m}^2$, padák o dané ploše byl vyroben sešitím dvou pásů Skytexu o rozměrech $700 \times 2000 \text{ mm}$.

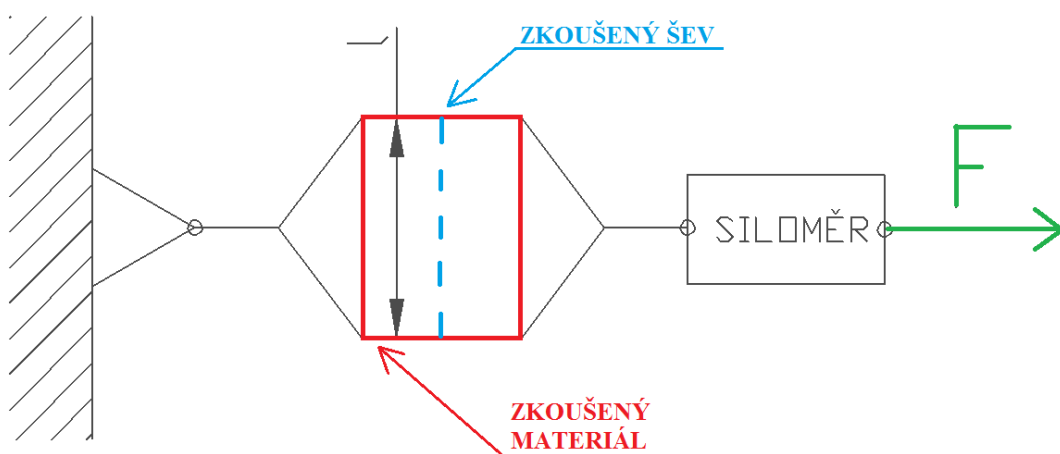
6.5.4 Výroba padáku ze Skytexu

Prvním krokem při výrobě padáku byl test pevnosti švů. Jednotlivé druhy švů byly testovány statickým zatížením až do roztržení zkoušeného vzorku. Naměřené údaje jednotlivých švů (Obr. 17) jsou zpracovány v tabulce č.5.



Obr. 17-typy testovacých švů

Obrázek č.17 zachycuje typy zkoušených švů, tečky reprezentují místo, v němž je tkanina prošita. Testovací vzorky o šířce „l“ byly namáhány na tah, konečná síla byla přepočtena na 1cm šířky. Pro tento případ byla stanovena jednotka pevnosti zatížení jako N.cm^{-1} .



Obr. 18 – schéma testování pevnosti švů

Číslo vzorku	č.1	č.2	č.3	č.4	č.5
Pevnost N.cm^{-1}	77	54	93	98	80
Pořadí v pevnosti	4.	5.	2.	1.	3.

Tab.6 – naměřená údaje o pevnosti jednotlivých typů švů.

Závěr měření bylo sestavení pořadí pevnosti jednotlivých švů. Z tabulky lze vyčíst že nejpevnější je šev č. 4, jedná se o třístehový entlový steh. [14].



Obr. 19 – šití padáku třístehovým entlovým stehem na šicím stroji

Výsledný padák má hmotnost 185 g včetně vyvázání polyesterovými šňůrami o průměru 1,1 mm. Nosné šňůry jsou uvazovány do poutek vytvořených z 5mm široké lemovky, všité v délce 70 mm do lemů padáku.



Obr. 20– Uvazovací očko – 5 mm široká lemovka



Obr. 21– Hotový padák z materiálu skytex

7 Mechanické zkoušky konstrukce UAS na zemi

Mechanické pozemní (statické) zkoušky celého systému se skládali ze zátěžových testů pevnosti nosných ploch a pevnosti padáku.

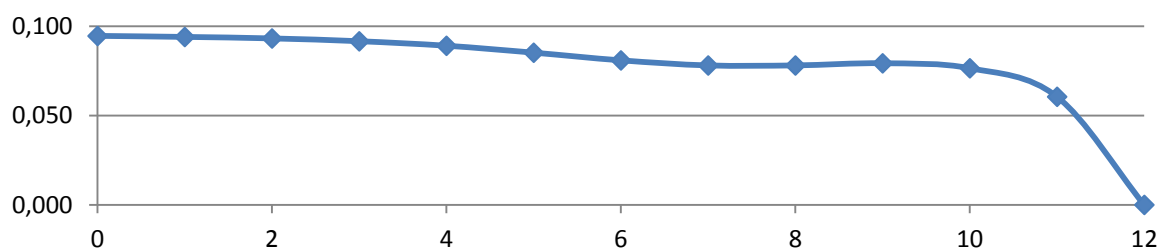
7.1 Výpočet maximálního zatížení nosné plochy

V programu Wing bylo vypočítáno rozložení vzlaku na rozpětí křídla v $\frac{1}{4}$ hloubky křídla. Program Wing počítá normální rozložení vzlaku na základě Glauertovy metody.

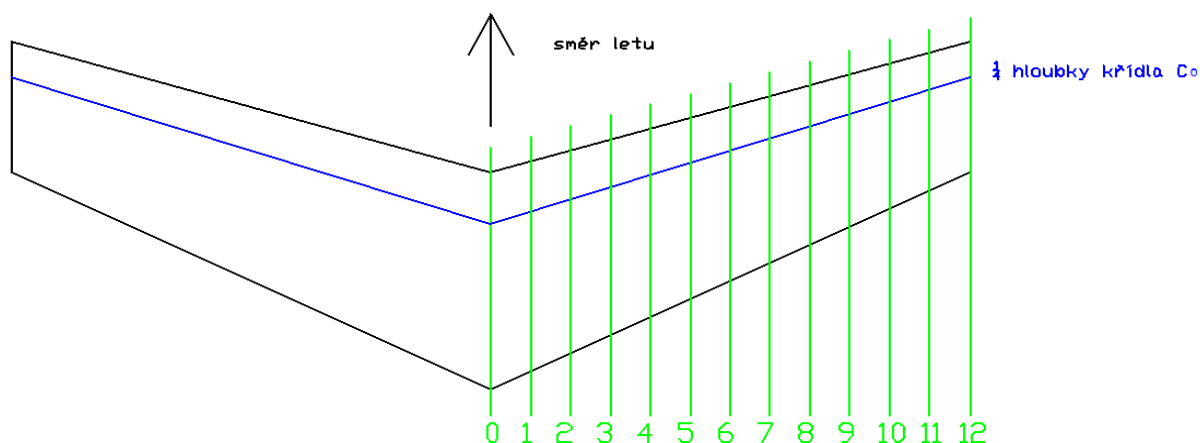
Výsledek je interpretován do tabulkové hodnoty – tab.6 a grafické podoby zachycené na grafu č.1.

bod výpočtu	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
jednotkové zatížení [-]	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,09	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,06	0
zatížení [N] pro MTOM=4500 g	12,6	12,6	12,5	12,4	12,0	11,4	10,9	10,5	10,5	10,6	10,2	81,0	0

Tab.7 – jednotkové zatížení a zatížení pro MTOM = 4500 g , přetížení $G=4$, bezpečnostní násobek $k=1,5$.



Graf č.1 – rozložení jednotkového zatížení na polovině křídla, data získány z programu Wing.

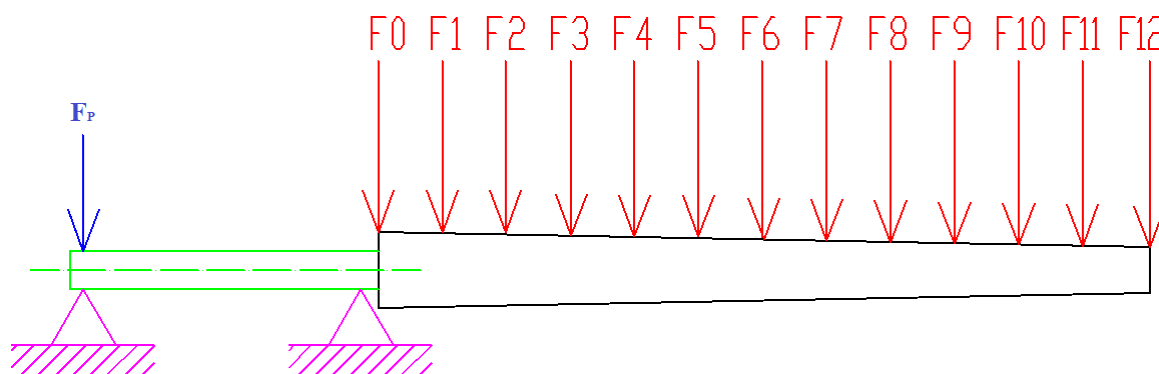


Obr. 22– zobrazení míst výpočtu jednotkového zatížení

7.2 Metodika a průběh testu nosných ploch

Zatížení pro test byly počítány z maximální vzletové hmotnosti 4500g a přetížení 4G, zatížení bylo vynásobeno bezpečnostním koeficientem $k=1,5$.

Test probíhal zatížením poloviny křídla včetně spojky křídla vypočítaným zatížením v daném místě. Tato testovaná soustava byla zatížena předepsanou zátěží po dobu 12-ti hodin. Průhyb křídla byl měřen na začátku testu ihned po zatížení, druhé měření bylo po 12-ti hodinách před odlehčením, měření číslo 3 bylo provedeno ihned po odlehčení konstrukce, poslední měření bylo provedeno 12 hodin po odlehčení. Naměřená data jsou zpracována do tabulky č.6.



Obr.23– schéma testu pevnosti křídla – pohled zepředu

Fáze testu	Průhyb [mm]
Po zatížení	62
12 hodin po zatížení	81
Po odlehčení	21
12 hodin po odlehčení	8

Tab.8 – průhyb konce křídla během testu

Na obrázku č.21 je schematicky zachycena metodika testu. Silami F0-F12 je znázorněno místo působení zatěžující síly dle tabulky č.6. F_P je přídržná síla, která drží celek ve vodorovné poloze. Fialovou barvou jsou znázorněny pevné podpěry.

7.3 Statický test padákového záchranného systému

Původní verze bezpilotního systému popsaná v bakalářské práci „Návrh a realizace UAV se záporným šípem“ [1] dosahovala maximální rychlosti 31,4 m/s, jelikož u nové verze s novým konstrukčním řešením se předpokládá nižší rychlost, byla maximální zátěžová síla

počítána na tuto hodnotu. Pod pojmem maximální síly se rozumí varianta vypuštění padáku při maximální rychlosti.

7.3.1 Výpočet brzdné síly při V_{MAX}

Ve výpočtu maximální brzdné síly se pracuje s daty naměřenými u prototypu padáku, jež jsou uvedeny v kapitole 6.5.2 – výpočet koeficientu odporu prototypu padáku.

D odpor (v našem případě tíha letounu)	[N]
ρ hustota vzduchu	[kg.m ⁻³]
v_s rychlost sestupu	[m.s ⁻¹]
C_Dsoučinitel aerodynamického odporu	[-]
S projekční plocha padáku	[m ²]

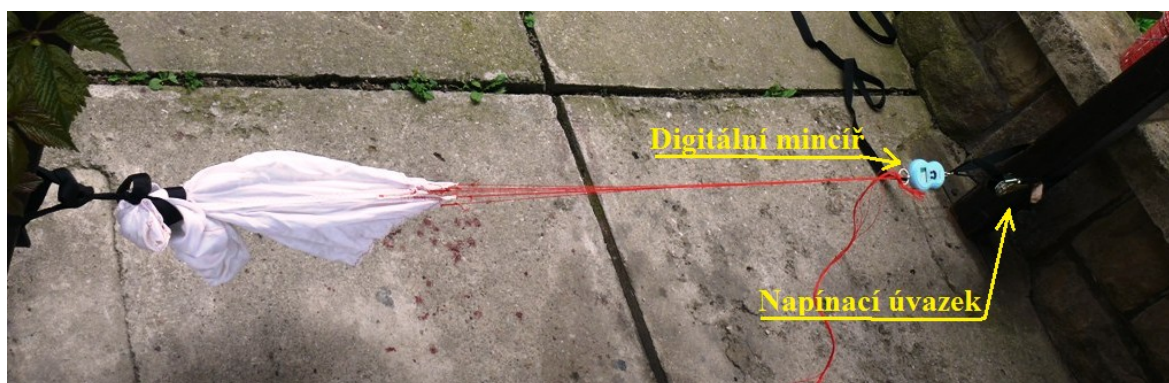
$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_s^2 \cdot C_D \cdot S$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot 1,29 \cdot 31,4^2 \cdot 0,55 \cdot 1,37$$

$$\underline{\underline{D = 479,1 \text{ [N]}}}$$

7.3.2 Metodika a průběh testu

Výpočtem byla stanovena maximální síla působící na padák 479,1 N. Tato hodnotu, vynásobena koeficientem bezpečnosti $k=1,5[-]$ použita při testu zatěžovány zejména lana padáku a úvazné očka. Celková síla tudíž byla stanovena na 720 N.



Obr. 24 – zátěžový test padáku

Padák byl zatížen silou 720 N po dobu 60 min. Tento test prokázal, že padák má dostatečnou pevnost pro použití v provozu s hmotností letounu na hranici MTOM= 4500 g.

8 Vybavení UAV Poštolka

UAV letoun Poštolka je vybaven téměř totožnou výbavou, jakou je vybaven model popsán v bakalářské práci „*Návrh a realizace UAV se záporným šípem*“ [1]. Změna byla provedena pouze ve výměně servomechanizmu řízení za menší a lehčí komponenty.

8.1 Pohonný agregát

O dostatečný tah pohonné jednotky se stará asynchronní elektromotor s elektronickou komutací Turnigy Aerodrive SK3 - 3542-800kv. [1]

doporučený počet článků	4~5 článků
otáčky na volt	800 ot min ⁻¹
maximální trvalý příkon	625 W
rozměry	Ø35 – 42 mm
hmotnost	142 g

Tab.9 – parametry elektromotoru Turnigy Aerodrive SK3 - 3542-800kv.

Regulátor otáček byl zvolen RAY R-70SB 70A SBEC.

trvalý proud	70 A
max. špičkový proud	80 A
počet Li-pol	2-6 sériově
proud BEC	5 A
Rozměry D×Š×V	68×37×17 mm
Hmotnost	85 g

Tab. 10– parametry regulátoru RAY R-70SB 70A SBEC [15]

Pohonná baterie je složena ze dvou sad Li-Pol o kapacitě 5000 mAh s jmenovitým napětím 14,8 V, výpočty potřebné baterie jsou uvedeny v bakalářské práci „*Návrh a realizace UAV se záporným šípem*“ [1]. Konkrétně jsou zvoleny baterie značky Foxy G2

Kapacita	5000 mAh
Napětí	14,8 V
Vybíjecí proud	200 A
Hmotnost	520 g

Tab.č. 11 – parametry baterií FOXY G2 Li-Pol 5000mAh/14,8V [18]

Vrtule byla zvolena dle návrhu v bakalářské práci „*Návrh a realizace UAV se záporným šípem*“ [1]. A to Aeronaut CAM Carbon 13x10”

8.2. Řídící aparát

Oproti bakalářské práci, byly zvoleny lehčí komponenty na pozici servomechanizmů a to mini serva HS-225BB. Tyto serva disponují vysokým kroutícím momentem, při nižší hmotnosti než serva HS-422. Výhodou je taktéž uložení výstupní hřídele ve dvou kuličkových ložiscích, což přináší menší vůle, vyšší spolehlivost a delší životnost.

Napětí	4,8 V	6 V
Tah	3,9 kg.cm ⁻¹	4,8 kg.cm ⁻¹
Rychlost	0,14 s.60°	0,11 s.60°
Rozměry (Š×V×D)	32,4×16,8×31 mm	
Hmotnost	27 g	

Tab.12- Technické data serva Hitec HS-225BB [19]

Řídící aparatura byla zvolena Hitec Aurora 9. Jedná se o počítačovou modelářskou aparaturu, pracující v pásmu 2,4 GHz. Vybavením a kvalitou se jedná o modelářský ovladač vyšší střední třídy, plně postačující zamýšlenému záměru.



Obr. 25 – RC aparatura Hitec Aurora 9 [20]

9 Letové testy – shrnutí a naměřené data

Celý systém UAS Poštolka byl podroben letovým zkouškám při různém zatížení a povětrnostních podmínkách. Naměřená data jsou zpracovány do tabulky.

9.1 letové testy modelu Poštolka

Základní statické údaje			
	Nová verze UAV	Původní verze UAV	Rozdíl
Hmotnost prázdná[g]	1107	1208	-101 g / -8,5 %
Hmotnost provozní [g] *	2318	2438	-120 g / -5,0 %
MTOW [g]	4500	4850	-350 g / -7,2 %
Užitečné zatížení [g]	2182	2412	-230 g / -9,5 %
Letové údaje naměřené záznamovým systémem Eagle Tree			
Minimální rychlost [m.s^{-1}]	9,8	10,7	-0,9 [m.s^{-1}] / - 8,5 %
Maximální rychlost [m.s^{-1}]	28,1	31,4	-3,3 [m.s^{-1}] / - 10,5 %
Stoupavost [m.s^{-1}] *	13,5	-	-
Stoupavost při MTOM [m.s^{-1}]	7,8	6,5	+1,3 [m.s^{-1}] / + 20,0 %
Klouzavost [-]	7,1	7,1	0 / 0 %
Výdrž [min]	37	36	+1 [min] / +2,3 %

Tab.13 – přehled naměřených údajů a porovnání

Základní letové údaje jsou zpracovány do tabulky č.12. Měření probíhalo pomocí měřícího a záznamového zařízení Eagle Tree. Využita byla proudová sonda V2, GPS modul V2 a výškoměr V3.

Měření probíhalo při teplotě 19 °C, s větrem do 1,5 m.s^{-1} . Nadmořská výška letiště kde probíhaly testy je 345 m n.m. Testy probíhaly při maximální vzletové hmotnosti MTOM=4500 g (pokud není uvedeno jinak).

Porovnáním dat nové konstrukce s daty naměřenými v bakalářské práci „*Návrh a realizace UAV se záporným šípem*“ [1] dokázaly zlepšení parametrů letového projevu, jež nebylo primárně záměrem, ale je hodnotným přínosem nové konstrukce.

Celkem bylo provedeno 18 letů UAV Poštolka, z toho 16 startů bylo provedeno pomocí startovací rampy, popsané v kapitole 5. První dva starty byly provedeny hodem.

9.2 Letové testy padákového záchranného systému

Padákový záchranný systém, dále jen PZS, byl testován ve dvou fázích. První fází testování prošel prototyp padáku popsán v kapitole 6.5, ve druhé fázi následovaly testy padáku pro model poštolka.

Prototyp padáku byl podroben celkem 32 aktivacím z testovacího modelu o hmotnosti 950 g. Všech 32 aktivací bylo úspěšných. Maximální výška aktivace byla 162 m, minimální výška 8 m. Nafouknutí padáku dochází ještě během horizontální letu, beze ztráty výšky. Sestupová rychlost na padáku byla změřena $3,3 \text{ m.s}^{-1}$. Tato hodnota byla z bezpečnostních důvodů zvýšena na hodnotu $4,5 \text{ m.s}^{-1}$, jelikož při testech prototypového padáku došlo k nalétnutí do termického proudu, při němž došlo k nastoupání 48 m a hrozilo ulétnutí.



Obr. 26 – let testovací modelu pod prototypem padáku

Padák pro model UAV Poštołka prodělal celkem 10 testovacích aktivací, z nichž bylo 10 úspěšných. Maximální výška aktivace 150 m, minimální výška 21 m. Sestupová rychlost při hmotnosti letounu 4 000 g byla změřena 4,4 m/s⁻¹.

Data z testů a porovnání padáků je zpracováno do tabulky č.13.

	Prototyp padáku	Padák pro UAV	Rozdíl
Projekční plocha [m ²]	1,25	2,8	+1,55 m ² / +124 %
Rychlost sestupu [m.s ⁻¹]	3,3	4,4	+1,1 m.s-1/ +33 %
Koeficient odporu Cd [-]	0,55	0,60	+0,05 / +9 %
Testovací hmotnost [g]	950	4000	+3050 g / +321%
Hmotnost PZS [g]	208	185	-23 g /-11 %

Tab.č. 14 – porovnání naměřených dat PZS

Data byly měřeny výškoměrem EagleTree V3 a stopkami.

Při testech byly měněny délky padákových šňůr, jako optimální délka se jevila délka, která odpovídá 1,5×délce pruhu z něhož je padák sešit. Pro prototyp je to 220 cm a pro padák, jenž je určen pro UAV Poštołka délka odpovídá 300 cm.

Padák byl vypouštěn na povel z řídicí aparatury, pomocí uvolnění závlačky, jenž padák drží poskládaný pod křídlem modelu.

10 Závěr

Cílem práce bylo prověřit možnost využití nových konstrukčních materiálů pro výrobu UAV Poštolka na platformě, jenž byl popsán v bakalářské práci „*Návrh a realizace UAV se záporným šípem*“ [1]. Revizí konstrukčních materiálů, následným porovnáním jejich vlastností a zvážení přínosu byl vybrán nový materiál pro výrobu. Volbou vhodné konstrukce a zástavbě uhlíkových nosných prvků bylo docíleno velmi tuhé konstrukce při současném snížení váhy oproti původnímu řešení.

Pro zjednodušení startů a zvýšení jejich bezpečnosti a spolehlivosti bylo zkonstruováno startovací zařízení v podobě startovací rampy. Energie pro start je akumulována v silikonových lanech. Rampa prokázala bezpečné starty jak UAV Poštolka, tak dalších modelů letadel. Výhodou je jednoduchost obsluhy, nenáročnost na údržbu a nízké pořizovací náklady.

Padákový záchranný systém byl realizován za účelem zvýšení celkové bezpečnosti provozu UAV, primární funkcí je záchrana systému při poruše, nebo mechanickému poškození. Sekundární funkcí padákového systému je možnost nucené ruční aktivace a přistání UAV na minimálním prostoru. Možnost přistání ve vymezeném prostoru byla mnohokrát testována a po získání jisté zkušenosti lze tímto způsobem přistávat i na velmi malém prostoru. Spolehlivost padáku byla při všech testech 100%. Padák lze využít již od výšek přibližně 15 m. Výhodou je nafukování padáku v horizontální poloze, ještě během letu a tím je možnost využít bezpečně padákový záchranný systém i v malých výškách.

Letové testy UAS Poštolka, do něhož jsou počítány i periférie jako je padákový záchranný systém a startovací rampa, doplňuje systém elektronické eliminace bočních kmitů, které vznikají při nízkých rychlostech, zejména startu. Během letových testů bylo dokázáno že elektronický systém prokazatelně kmity eliminuje na hranici zjištění. Nové konstrukční materiály kromě vyšší mechanické odolnosti a snížení času potřebného pro stavbu, způsobily pokles hmotnosti, což se mimo jiné příznivě projevilo na minimální rychlosti letu. Drsnost povrchu, která je u zvoleného materiálu přirozená, způsobuje lepší vlastnosti při minimálních rychlostech, zvýšení obratnosti a znatelné snížení nebezpečí nechtěného pádu po křídle i při velmi utažených zatáčkách.

11 Použité zdroje a literatura

- [1] SOLAŘ, Erik. *Návrh a realizace UAV se záporným šípem*. Ostrava, 2013. Bakalářská práce. VŠB-TU Ostrava.
- [2] Vojenský technický ústav: Kdo jsme. [online]. 2014 [cit. 2015-01-20]. Dostupné z: <http://www.vtusp.cz/>
- [3] VTÚLaPVO: www.vtusp.cz. [online]. 2014 [cit. 2015-01-20]. Dostupné z: <http://www.vtusp.cz/vtulapvo>
- [4] Boeing touts operational QF-16 UAV. *Boeing touts operational QF-16 UAV* [online]. 2014 [cit. 2015-01-20]. Dostupné z: <http://www.janes.com/article/37617/boeing-touts-operational-qf-16-uav>
- [5] Úřad pro civilní letectví. [online]. 2015 [cit. 2015-01-20]. Dostupné z: <http://www.caa.cz/>
- [6] Geodis. In: GEODIS – prostor v souvislostech [online]. 2014 [cit. 2015-01-22]. Dostupné z: <http://www.geodis.cz/translate/cs/home>
- [7] Havel composites [online]. 2015 [cit. 2015-01-11]. Dostupné z: <http://www.havel-composites.com/>
- [8] *Konstrukce a stavba letadel - Dušan Slavětinský starší* [online]. 2010 [cit. 2015-01-24]. Dostupné z: http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/Konstrukcekridla.aspx#zal_obr8
- [9] Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů ATPL, část Základy letu. Brno: CERM Brno, 2006. ISBN 80-7204-449-4.
- [10] *HobbyKing GA-250 MINI-MEMS Gyro* [online]. 2015 [cit. 2015-01-25]. Dostupné z: http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/__15318__HobbyKing_GA_250_MINI_MEMS_Gyro.html
- [11] *Paragliding - What is paragliding?* [online]. 1997 [cit. 2015-05-04]. Dostupné z: http://www.geocities.ws/Colosseum/Loge/3733/cojepa_e.htm

- [12] PERFORMANCE OF A 16.6-METER-DIAMETER CROSS PARACHUTE IN A SIMULATED MARTIAN ENVIRONMENT., [online].[cit.2015-05-04].Dostupné z: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19680012364.pdf>
- [13] *Main Simulation Page: Part I -- Standalone SD Simulation* [online]. 2005 [cit. 2015-05-04].Dostupné z: <http://www.tafsm.org/INTERNSHIP/1998/bretl/Images/SD/sdfinalgeom.gif>
- [14] Šicí stroj Pfaff HOBBY 1142. *Šicí stroj Pfaff HOBBY 1142* [online]. 2015 [cit. 2015-05-10]. Dostupné z: <http://www.nej-sici-stroje.cz/sici-stroj-pfaff-hobby-1142/>
- [15] RAY Střídavý regulátor. *PV Model* [online]. 2014 [cit. 2015-05-7]. Dostupné z: http://pvmodel.cz/product.php?id_product=7993
- [16] Unmanned aerial vehicle. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2013-02-02]. Dostupné z: http://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle
- [17] DANĚK, Vladimír a Karol FILAKOVSKÝ. *Základy letu (081 00): [učební texty dle předpisu JAR-FCL 1]*. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006, 314 s. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů dle předpisu JAR-FCL 1. ISBN 80-720-4449-4.
- [18] *FOXY G2 LI-POL 5000MAH/14,8V 40/80C 74,0WH* [online]. 2015 [cit. 2015-05-10]. Dostupné z: http://pvmodel.cz/product.php?id_product=10779
- [19] *HS-225BB - PV Model* [online]. 2015 [cit. 2015-05-10]. Dostupné z: http://pvmodel.cz/product.php?id_product=133
- [20] *AURORA 9X 9-KANÁLOVÁ MAXIMA 9 2.4GHZ,TX AKU (MODE 1)* [online]. 2015 [cit. 2015-05-10]. Dostupné z: http://pvmodel.cz/product.php?id_product=8395
- [21] Eagle Tree - R/C Telemetry OSD RC FPV First Person View drone UAV quadcopter multicopter hexacopter stabilizer stabilization gyro diversity tracking [online]. 2014 [cit. 2015-05-11]. Dostupné z: <http://www.eagletreesystems.com/>

Seznam příloh

- A – Náčrt modelu Poštoľka, formát A2 – kapsa na vnitřní straně desek
- B – Náčrt padáku, formát A2 – kapsa na vnitřní straně desek
- C – Náčrt startovací rampy, formát A2 – kapsa na vnitřní straně desek

Seznam použitých zkratk a symbolů

BEC	Battery Eliminator Circuit	Elektronický obvod
CA	Cyanoacrylate	Kyanoakrylát
C_D	Koeficient odporu	
CNC	Computer numeric control	Počítačově řízené
D	Odpor od levé poloviny křídla	
D'	Odpor od pravé poloviny křídla	
EPP	Expandovaný polypropylen	
EPS	Extrudovaný polystyren	
F	Síla	
F_P	Přidržná síla	
G	Přetížení	
GPS	Global position systém	Celosvětový poziční systém
h	Výška shozu	
H	Stavební výška křídla	
IZS	Integrovaný Záchranný Systém	
k	Násobek bezpečnosti	
l	Šířka vzorku	
L	Promítnutá délka levé náběžné hrany	
L'	Promítnutá délka pravé náběžné hrany	
MEMS	Micro Electro Mechanical Systems	Sensor
MTOM	Maximal TakeOff Mass	Maximální vzletová hmotnost
M_z	Zatáčivý moment	
Obr	Obrázek	
PU	Polyuretan	
PZS	Padákový Záchranný Systém	
S	Projekční plocha	
Tab	Tabulka	
UAS	Unmanned Aerial Systém	Bezpilotní systém
UAV	Unmanned Aerial Vehicle	Bezpilotní prostředek
ÚCL	Úřad civilního letectví	
V_{MAX}	Maximální rychlost	
V_S	Rychlost sestupu	
VTÚ	Vojenský Technický Ústav	
VTÚLaPVO	Vojenský technický ústav letectva a protivzdušné obrany	
α	Vybočení vůči směru letu	
β	Výchylka kormidla	
ρ	Hustota vzduchu	
ω	Úhlová rychlost	

Seznam obrázků

Obr. 1 Prototypy „Poštolka“ s původním řešením křídla.....	11
Obr. 2 Materiál EPP.....	15
Obr. 3 Křídlo vyřezané z EPP.....	15
Obr. 4 Uspořádání nosníků a závěs elevonů - řez křídlem.....	16
Obr. 5 Poštolka – nová verze.....	18
Obr. 6 Detail náhonu směrového kormidla.....	18
Obr. 7 Souměrné obtékání křídla.....	19
Obr. 8 Nesouměrné obtékání křídla.....	20
Obr. 9 Smysl výchylek směrového kormidla.....	21
Obr. 10 Gyroskop GA-250.....	22
Obr. 11 Proporce startovací rampy.....	26
Obr. 12 Startovací rampa.....	26
Obr. 13 Padák typu kulový vrchlík.....	29
Obr. 14 Schéma cross padáku.....	30
Obr. 15 Testovací sestava prototypu padáku.....	31
Obr. 16 Technika skládání padáku.....	31
Obr. 17 Typy testovaných švů.....	34
Obr. 18 Schéma testování pevnosti švů.....	34
Obr. 19 Šití padáku třístehovým entlovým stehem na šicím stroji.....	35
Obr. 20 Uvazovací očko – 5mm lemovka.....	36
Obr. 21 Hotový padák z materiálu skytex.....	36
Obr. 22 Zobrazení míst výpočtu jednotkového zatížení.....	37
Obr. 23 Schéma testu pevnosti křídla – pohled zepředu.....	38
Obr. 24 Zátěžový test padáku.....	39
Obr. 25 RC aparatura Hitec Aurora 9.....	41
Obr. 26 Let testovacího modelu pod prototypem padáku	43

Seznam tabulek a grafů

Tab.1 Časy jednotlivých operací původní konstrukce.....	12
Tab.2 Klady a zápory původní koncepce.....	12
Tab.3 Časy jednotlivých operací nové konstrukce.....	17
Tab.4 Klady a zápory nové konstrukce.....	17
Tab.5 Technické data gyroskopu GA-250.....	22
Tab.6 Naměřené údaje o pevnosti jednotlivých typů švů.....	34
Tab.7 Jednotkové zatížení a zatížení pro MTOM=4500 g, přetížení 4G.....	37
Tab.8 Průhyb konce křídla během testu.....	38
Tab.9 Parametry elektromotoru Turnigy Aerodrive SK3-3542-800kV.....	40
Tab.10 Parametry regulátoru RAY R-70SB 70A SBEC.....	40
Tab.11 Parametry baterie FOXY G2 Li-Pol 5000mAh/14,8V.....	40
Tab.12 Technické data serva Hitec HS-225BB.....	41
Tab.13 Přehled naměřených údajů a porovnání.....	42
Tab.14 Porovnání naměřených dat PZS.....	44
Graf 1 Rozložení jednotkového zatížení na polovině křídla.....	37